

УДК 629.78

Дронь Н.М., Хорольский П.Г., Дубовик Л.Г.

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВОЗМОЖНЫХ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ СБОРА МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Постановка проблемы. Современная околоземная космическая обстановка характеризуется наличием огромного количества тел искусственного происхождения – активных и заканчивающих свое существование космических аппаратов и так называемого космического мусора (КМ) разного размера, концентрация которого на наиболее используемых орбитах постоянно растет. Из-за большого скопления последнего снижается безопасность космических полетов и повышается риск падения крупных обломков КМ на Землю, что может привести к самым негативным последствиям. В этой связи необходима очистка околоземного пространства как от крупных, так и от мелких фракций космического мусора, ибо не исключено, что наступит время, когда использование космоса станет практически невозможным.

Анализ последних достижений и публикаций. Анализ публикаций по проблеме засорения космического пространства показывает, что наиболее эффективным способом удаления с низких околоземных орбит мелких частиц КМ является применение специализированного космического аппарата (СКА), использующего для этой цели сферическое мусороулавливающее устройство (МУУ) [1-3]. Такой СКА с помощью ракеты-носителя (РН) выводится на требуемую орбиту и, маневрируя в зоне очистки за счет работы входящей в его состав двигательной установки (ДУ), посредством МУУ определенным образом взаимодействует с мелкими частицами космического мусора, встречающимися на его пути. Часть КМ улавливается МУУ, а оставшаяся часть теряет орбитальную скорость и затем, как и СКА с МУУ, сгорает в плотных слоях атмосферы Земли. При этом МУУ может выводиться на исходную орбиту как в составе СКА [1], так и отдельно от него с помощью РН одного типа поодиночке [2] или по несколько штук [3] на каждый СКА.

Целевая эффективность предложенного метода очистки определяется площадью поперечного сечения мусороулавливающего устройства и длительностью пребывания СКА в зоне очистки, увеличиваясь с их ростом, и, следовательно, зависит от энерго-массовых характеристик аппарата. Она может быть повышена следующим образом:

- за счет увеличения массы выводимого космического аппарата посредством применения более мощной РН и выбором соответствующего способа выведения СКА [4-5];
- использованием на этапе очистки двигательных установок на базе ракетных двигателей малой тяги и применения на этом этапе маневра циклического движения [6], что позволяет увеличить время и вероятность контакта аппарата с космическим мусором;
- увеличением запаса топлива СКА, расходуемого непосредственно на этапе очистки, при раздельном выведении СКА и МУУ [2-3], обеспечивающим более длительное пребывание СКА в зоне очистки;
- выбором способа запуска МУУ [2-3], дающего возможность увеличить его массу, а, следовательно, и площадь поперечного сечения.

© Н.М. Дронь, 2013

Следовательно, при прогнозировании тактико-технических характеристик (ТТХ) предлагаемого СКА следует стремиться к обеспечению максимальных значений его массы, массы мусороулавливающего устройства и топлива на борту.

Цель работы. Целью данной статьи является сравнительная оценка возможных ТТХ специализированного космического аппарата для сбора мелкого космического мусора, обеспечивающих высокую эффективность его работы.

Методика исследований. В качестве основных тактико-технических характеристик СКА были приняты:

- масса СКА;
- относительна масса полезной нагрузки (мусороулавливающего устройства);
- относительная масса топлива на борту;
- удельный импульс или удельная тяга;
- тип двигательной установки.

При определении этих параметров учитывались:

- способ выведения СКА на исходную орбиту – выведение с помощью РН на промежуточную орбиту и довыведение на требуемую орбиту разгонным блоком (РБ), а также непосредственное выведение на исходную орбиту двигателем РН;

- способ выведения ММУ на исходную орбиту – в составе СКА или отдельно от него;

- вид маневра, который может осуществлять СКА на этапе очистки – одноразовый спуск с высокой орбиты на низкую в течение заданного времени или циклическое движение между заданными круговыми орбитами до полной выработки топлива на борту ;

- типы используемых ракет-носителей;

- типы двигательных установок на этапах выведения СКА и очистки заданных орбит.

Масса запускаемого СКА в основном определяется способом его выведения на требуемую орбиту и типом используемой на этом этапе двигательной установки.

В случае применения разгонного блока масса аппарата $M_{СКА}$ находилась из выражения

$$M_{СКА} = M_0 - M_{T_{ДВ}} - M_{РБ_{сух}}, \quad (1)$$

где M_0 – грузоподъемность используемой РН на круговой орбите высотой 200 км; $M_{T_{ДВ}}$ – запас топлива двигательной установки РБ, расходуемого на довыведение СКА с промежуточной орбиты на требуемую; $M_{РБ_{сух}}$ – сухая масса РБ.

При непосредственном выведении СКА на исходную орбиту двигателем РН для определения массы космического аппарата использовались справочные данные [7], исходя из предположения, что в идеальном случае масса СКА равна грузоподъемности РН на данной орбите.

За относительную массу полезной нагрузки принималось отношение массы мусороулавливающего устройства $M_{МУУ}$, входящего в состав СКА, к его массе $M_{СКА}$, а относительную массу топлива – $M_T / M_{СКА}$, где M_T – запас топлива на борту СКА.

При выведении МУУ в составе космического аппарата, совершающего одноразовый спуск, его масса находилась из уравнения баланса массы СКА

$$M_{МУУ} = M_{СКА} - M_{СПУ} - M_{Д} - M_{СА} - M_{ЭУ} - M_{СХИТ} - M_{К} - M_T, \quad (2)$$

где $M_{СПУ}$ – масса системы преобразования и управления; $M_{Д}$ – масса двигателей; $M_{СА}$ – масса служебной аппаратуры; $M_{ЭУ}$ – масса энергоустановки; $M_{СХПТ}$ – масса системы хранения и подачи топлива в ДУ; $M_{К}$ – масса конструкции СКА, определяемые согласно ранее разработанной методике, приведенной в [8].

Запас топлива на борту СКА, необходимый на его одноразовый спуск с исходной высокой орбиты на низкую, рассчитывался по формуле:

$$M_T = M_{СКА} \cdot \left(1 - \frac{1}{e^{W/J_{уд}}} \right), \quad (3)$$

где W – характеристическая скорость перехода СКА с орбиты на орбиту; $J_{уд}$ – удельный импульс используемого двигателя.

Для выполнения на этапе очистки маневров циклического движения СКА с мусороулавливающим устройством в его составе запас топлива определялся из уравнения баланса массы СКА [8] при задании конкретного значения массы полезной нагрузки (492 кг [6]), а при выведении МУУ отдельно от СКА – при ее отсутствии.

Масса отдельно выводимого мусороулавливающего устройства рассчитывалась по формуле (1) при $M_{СКА} = M_{МУУ}$ или с использованием справочных данных [7].

Для маневрирования СКА выбран двигатель СПД-140 [9], обеспечивающий высокий ресурс работы и имеющий высокий удельный и суммарный импульсы тяги.

С учетом целесообразности применения для запуска предлагаемого СКА ракетносителей грузоподъемностью выше 13 т [10], для выведения СКА и МУУ на исходную орбиту были приняты РН «Зенит-2», «Зенит-3», «Протон Д-1» и «Delta-4Н» грузоподъемностью 13,0; 17,3; 20,9 и 24,0 т соответственно.

В качестве ДУ на этапе выведения рассматривались жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ), электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) и жидкостной ракетный двигатель малой тяги (ЖРДМТ).

Применение предлагаемого специализированного космического аппарата предполагалось осуществить для очистки от мелкого космического мусора слоя околоземного пространства между круговыми орбитами высотой от 500 до 1200 км.

Результаты расчетов и их анализ. На рис. 1 приведена масса космических аппаратов $M_{СКА}$, которые могут быть доставлены на орбиту высотой 1200 км предложенными РН как непосредственно, так и путем довыведения разгонным блоком с промежуточной орбиты высотой 200 км при использовании вышеназванных двигательных установок.

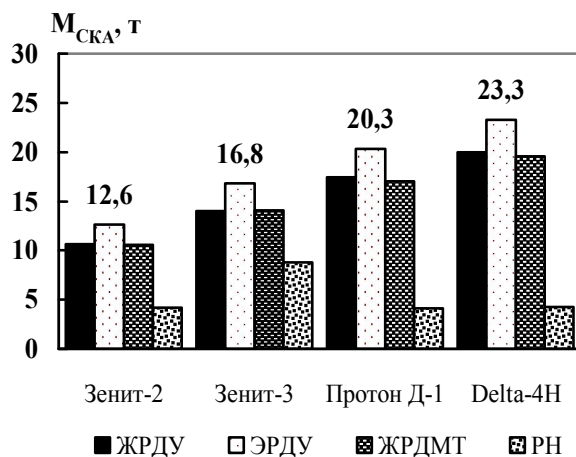


Рис. 1. Масса СКА для разных способов его выведения.

Из рисунка следует, что непосредственное выведение СКА на требуемую орбиту собственными двигателями РН значительно уступает способу доставки аппарата с промежуточной орбиты посредством разгонного блока независимо от типа используемой ДУ. В свою очередь, применение в качестве двигательной установки РБ ЭРДУ позволяет вывести на исходную орбиту космический аппарат наибольшей массы (от 12,6 до 23,3 т).

На рис. 2 представлены масса специализированного космического аппарата $M_{СКА}$, доставляемого на требуемую орбиту РБ с ЭРДУ, и масса мусороулавливающего устройства $M_{МУУ}$, выводимого в качестве полезной нагрузки СКА, для выполнения аппаратом маневров одноразового спуска и циклического движения «спуск-подъем» и обратно. Масса СКА и масса топлива M_T на его борту, необходимого на выполнение этих маневров, а также запас топлива для маневрирования на этапе очистки при отдельном выведении МУУ, приведены на рис. 3.

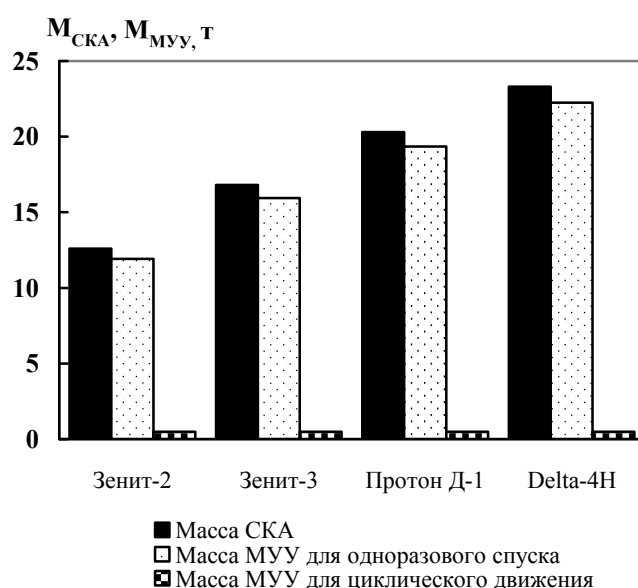


Рис. 2. Масса СКА и МУУ, выводимого в качестве полезной нагрузки СКА.

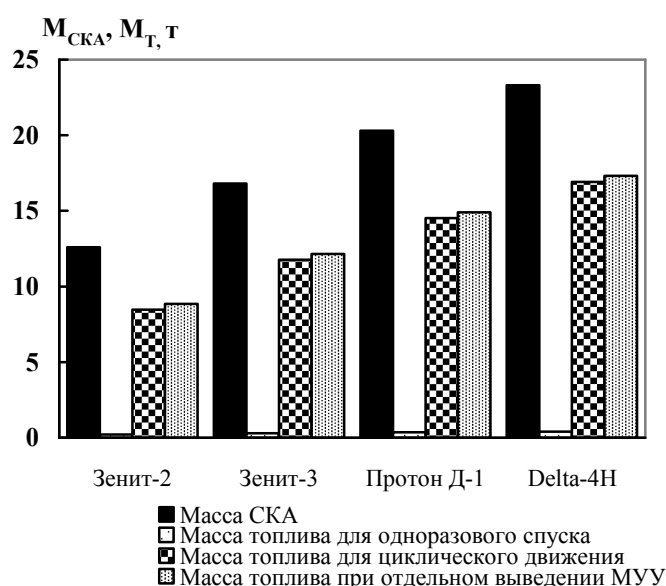


Рис. 3. Масса СКА и масса топлива для маневрирования аппарата на этапе очистки.

Анализ этих рисунков показывает, что при использовании мусороулавливающего устройства в качестве полезной нагрузки СКА, масса МУУ может составлять приблизительно 95 % от массы СКА, совершающего одноразовый спуск с высокой орбиты на низкую при заданном времени очистки (полгода). Применение МУУ фиксированной массы в составе СКА, выполняющего маневр циклического движения (спуск-подъем и обратно) между высокой и низкой орбитами, дает возможность увеличить запас топлива, расходуемого непосредственно на этапе очистки, в среднем в 40 раз. Для принятых РН масса топлива на борту СКА в этом случае может составить 67 %...73 % от массы СКА. За счет отдельного выведения МУУ она может быть увеличена приблизительно на 3 % независимо от способа доставки устройства на исходную орбиту и используемого их количества.

На основании полученных результатов были определены возможные тактико-технические характеристики СКА для сбора мелкого космического мусора, приведенные в табл. 1.

Таблица 1

ТТХ СКА для сбора мелкого космического мусора

Наименование	Значения
Масса СКА, кг	12600-20300
Относительная масса полезной нагрузки	0,95 / 0,040-0,024 / 0
Относительная масса топлива на борту	0,018-0,020 / 0,67-0,73 / 0,70-0,76
Удельный импульс или удельная тяга, м/с	20000
Тип двигательной установки	ЭРДУ

Характеристики используемого двигателя – СПД-140 представлены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры СПД-140

Наименование	Значения
Тяга, Н	0,28
Удельный. импульс, м/с	19000-20000
Мощность, кВт	4,5
Масса, кг	8,5
КПД	0,55
Цена тяги, кВт/Н	16,1

Выводы. Обобщая вышеизложенное, можно сделать следующие выводы. В целом, тактико-технические характеристики специализированного космического аппарата для сбора мелкого космического мусора определяются характером поставленной задачи относительно суммарного времени полета СКА на этапе очистки, продолжительность которого зависит от запаса топлива на борту аппарата. Полученные значения ТТХ находятся в области их практической реализации, поэтому предлагаемый метод очистки может быть использован, как один из способов решения проблемы засорения околоземного пространства мелким космическим мусором.

Литература: 1. Дронь Н.М. Оценка основных характеристик космических тральщиков, используемых для очистки околоземного пространства / Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Техническая механика*. – 2010. – № 2. – С. 87-92. 2. Дронь Н.М. Эффективность очистки околоземного пространства при раздельном выведении космического тральщика и улавливающего устройства / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Сборник докладов научной конференции «Информационные технологии в управлении сложными системами»*. – Д.: изд-во «Свидлер А.Л.», 2011. – С. 202-205. 3. Дронь Н.М. Эффективность очистки низких орбит космическим тральщиком при использовании нескольких устройств для улавливания космического мусора / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*. – Д.: «Пороги», 2011. – Т. XII. – С. 36-45. 4. Дронь Н.М. Массовые характеристики космических мусорособирающих аппаратов, выводимых известными ракетами-носителями с использованием электроракетной двигательной установки / Н.М. Дронь, Л.Г. Дубовик, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский // *Механіка та машинобудування*. – 2010. – № 1. – С. 8-12. 5. Дронь Н.М. Сравнительная оценка характеристик космических тральщиков при трех вариантах маневра их выведения / Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 10 (77). – С. 21-23. 6. Дронь Н.М. Сравнительная оценка эффективности двух маневров очистки околоземного пространства космическим тральщиком при разных способах его выведения на требуемую орбиту / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 4/81. – С. 22-26. 7. Isakowitz S.J. International Reference Guide to Space Launch Systems. Second Edition / S.J. Isakowitz. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. – 341 p. 8. Кондратьев А.И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с ЭРДУ / А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 10 (67). – С. 82–84. 9. Хитько А.В. Поиск и систематизация электрических ракетных двигателей космического тральщика для улавливания мелкого космического мусора / А. В. Хитько, А. М. Черкун // *Проблемы высокотемпературной техники*. – Д.: «Пороги», 2012. – С. 157-160. 10. Хорольский П.Г. К выбору ракеты-носителя для доставки на исходную орбиту мусорособирающего космического аппарата / П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик, В.В. Куриной // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 9/96. – С. 142-145.

Bibliography (transliterated): 1. Dron' N.M. Ocenka osnovnyh harakteristik kosmicheskikh tral'wikov, ispolzuemyh dlja ochistki okolozemnogo prostranstva / N.M. Dron', A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // *Tehnicheskja mehanika*. – 2010. – № 2. – S. 87-92. 2. Dron' N.M. Jeffektivnost' ochistki okolozemnogo prostranstva pri razdel'nom vyvedenii kosmicheskogo tral'wika i ulavlivaju'wego ustrojstva / N.M. Dron', P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // *Sbornik dokladov nauchnoj konferencii «Informacionnyje tehnologii v upravlenii clozhnymi sistemami»*. – D.: Izd-vo «Svidler A.L.», 2011. – S. 202-205. 3. Dron' N.M. Jeffektivnost' ochistki nizkih orbit kosmicheskim tral'wikom pri ispol'zovanii neckol'kih ulavlivajuwich ustrojstv / N.M. Dron', P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // *Systjemnje projektuvannja ta analiz ajerokosmichnyh systjem*. D.: «Пороги», 2011. – Т. XII. – S. 36-45. 4. Dron' N.M. Massovye harakteristiki kosmicheskikh musorosobirajuwih apparatov, vyvodimyh izvestnymi raketami-nositeljami s ispolz'ovaniem jelektroraketnoj dvi-gatel'noj ustanovki / N.M. Dron', L.G. Dubovik, A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skij // *Mehanika ta mashinobuduvannja*. – 2010. – № 1. – S. 8-12. 5. Dron' N.M. Srvnitel'naja ocenka harakteristik kosmicheskikh tral'wikov pri treh variantah manevra ih vyvedenija / N.M. Dron',

A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skiy, L.G. Dubovik // *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*. – 2010. – № 10 (77). – S. 21-23. 6. Dron' N.M. Sravnitel'naja ocenka jeffektivnosti dvuh manevrov ochistki okolozemnogo prostranstva kosmicheskimi tral'vikom pri raznyh sposobah ego vyvedenija na trebujemuju orbitu / N.M. Dron', P.G. Horol'skiy, L.G. Dubovik // *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*. – 2011. – № 4/81. – S. 22-26. 7. Isakowitz S.J. *International Reference Guide to Space Launch Systems. Second Edition* / S.J. Isakowitz. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. – 341 p. 8. Kondrat'ev A.I. Metodika rascheta tjadovyh i jenergomassovyh harakteristik musorosobirajuwego kosmicheskogo apparata s JeRDU / A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skiy, L.G. Dubovik // *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*. – 2009. – № 10 (67). – S. 82-84. 9. Hit'ko A.V. Poisk i sistematizacija jelektricheskikh raketnyh dvigatelej kosmicheskogo tral'vika dlja ulavlivanija kosmicheskogo musora / A.V. Hit'ko, A.M. Cherkun // *Problemy vysokotemperaturnoj tehniki*. – D.: «Porogi», 2012. – S. 157-160. 10. Horol'skiy P.G. K vyboru rakety-nositelja dlja destalking na ishodnuju orbitu musorosobirajuwego kosmicheskogo apparata / P.G. Horol'skiy, L.G. Dubovik, V.V. Kurennoj // *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*. – 2012. – № 9/96. – S. 142-145.

Дронь М.М., Хорольський П.Г., Дубовик Л.Г.

ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА МОЖЛИВИХ ТАКТИКО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМІЧНОГО АПАРАТА ДЛЯ ЗБИРАННЯ ДРІБНОГО КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

Наведені можливі тактико-технічні характеристики спеціалізованого космічного апарата (СКА) для збирання дрібного космічного сміття залежно від маневру, який може здійснити СКА на етапі очищення навколоземного простору, способу виведення його та сміттеуловлювального пристрою, типів ракет-носіїв, що використовуються для цього, і типів рушійних установок на етапах виведення й очищення.

Дронь Н.М., Хорольский П.Г., Дубовик Л.Г.

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВОЗМОЖНЫХ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ЗБОРА МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Представлены возможные тактико-технические характеристики специализированного космического аппарата (СКА) для сбора мелкого космического мусора в зависимости от маневра, который может выполнить СКА на этапе очистки околоземного пространства, способа выведения его и мусороулавливающего устройства, типов используемых ракет-носителей и типов двигательных установок на этапах выведения и очистки.

Dron N., Horolskiy P., Dubovik L.

COMPARATION OF POSSIBLE TACTIC-TECHNICAL CHARACTERISTICS OF A SPACECRAFT FOR THE GATHERING SMALL SPACE DEBRIS

Possible tactic-technical characteristics of a specialized spacecraft (SSC) for the gathering small space debris depending on maneuver which can execute SSC at a stage of clearing of a near space, a way of its injection and debris-catching device, types of used launch vehicles and types of propulsion systems at injecting and clearing stages are resulted.